РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 393 423** (13) **C1**

(51) МПК
F42B 15/10 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2009100202/02, 11.01.2009**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
11.01.2009

(45) Опубликовано: **27.06.2010** Бюл. № **18**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2133444 C1, 20.07.1999. RU 2246093 C1, 10.02.2005. RU 2110755 C1, 10.05.1998. RU 2167390 C1, 20.05.2001. RU 2222774 C1, 27.01.2004. RU 2302600 C1, 10.07.2007.**

Адрес для переписки:
300001, г.Тула, Щегловская засека, Государственное унитарное предприятие "Конструкторское бюро приборостроения"

(72) Автор(ы):
Шипунов Аркадий Георгиевич (RU),
Кузнецов Владимир Маркович (RU),
Савенков Юрий Александрович (RU),
Жуков Владимир Петрович (RU),
Рассказов Александр Валентинович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Государственное унитарное предприятие "Конструкторское бюро приборостроения" (RU)

(54) ДВУХСТУПЕНЧАТАЯ БИКАЛИБЕРНАЯ УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА

(57) Реферат:

Изобретение относится к области ракетной техники и может быть использовано в конструкциях малогабаритных ракет, летающих в плотных слоях атмосферы. Двухступенчатая бикалиберная управляемая ракета содержит маршевую ступень меньшего калибра и отделяемый двигатель из композиционного материала с пороховым зарядом и цилиндрическим корпусом с коническо-оживальной передней частью. Коническо-оживальная часть корпуса двигателя выполнена длиной (1,6…6,5) калибра, а толщина ее стенки выполнена с увеличением в направлении от цилиндрической части корпуса к переднему торцу двигателя. Заряд закреплен к корпусу двигателя по всей боковой поверхности, а двигатель и маршевая ступень выполнены с соотношением масс 2,2…3,9 при отношении массы заряда к общей массе ракеты 0,3…0,62. Обеспечивается снижение аэродинамического сопротивления и повышение надежности ракеты за счет установления оптимального соотношения массовых характеристик ступеней ракеты, а также геометрических параметров коническо-оживальной передней части двигателя. 2 ил.

RU 2393423 C1

RU 2393423 C1

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** (11) **2 393 423** (13) **C1**

(51) Int. Cl.
F42B 15/10 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2009100202/02, 11.01.2009**

(24) Effective date for property rights:
11.01.2009

(45) Date of publication: **27.06.2010 Bull. 18**

Mail address:
**300001, g.Tula, Shcheglovskaja zaseka,
Gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie
"Konstruktorskoe bjuro priborostroenija"**

(72) Inventor(s):
**Shipunov Arkadij Georgievich (RU),
Kuznetsov Vladimir Markovich (RU),
Savenkov Jurij Aleksandrovich (RU),
Zhukov Vladimir Petrovich (RU),
Rasskazov Aleksandr Valentinovich (RU)**

(73) Proprietor(s):
**Gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie
"Konstruktorskoe bjuro priborostroenija" (RU)**

(54) DOUBLE-STAGE CONED-BORE CONTROLLED MISSILE

(57) Abstract:

FIELD: weapons and ammunition.

SUBSTANCE: double-stage coned-bore controlled missile comprises cruise stage of lower calibre and separated engine made of composite material with powder charge and cylindrical frame with coned-ogive front part. Coned-ogive part of engine body is arranged with length of (1.6…6.5) of calibre, and thickness of its wall is arranged as increasing in direction from cylindrical part of body to front end of engine. Charge is fixed to body of engine along the whole side surface, and engine and cruise stage are arranged with weight ratio of 2.2…3.9 with ratio of charge weight to common weight of missile of 0.3…0.62.

EFFECT: reduced aerodynamic resistance and increased reliability of missile due to establishment of optimal ratio of weight characteristics of missile stages, geometric parametres of coned-ogive front part of engine.

2 dwg

RU 2393423 C1

RU 2393423 C1

Предлагаемое изобретение относится к области ракетной техники и может быть использовано в конструкции малогабаритных ракет, летающих в плотных слоях атмосферы

В конструкциях многих ракет, преимущественно зенитных, для сообщения им высокой скорости полета на начальном участке траектории применяют стартовый двигатель, обычно отделяющийся от маршевой ступени после интенсивного кратковременного выгорания топлива, имеющий тандемное заднее расположение и калибр, превышающий калибр маршевой ступени (бикалиберная схема).

После интенсивного разгона и отделения стартового двигателя подкалиберная маршевая ступень имеет слабо торможенный полет и не требует дополнительного маршевого двигателя.

При проектировании таких ракет следует исходить из того, что:

- калибр маршевой ступени должен быть минимальным и определяется в основном возможностями научно-технической базы по минимизации объема блоков аппаратуры управления;

- длина маршевой ступени определяется составом бортовой аппаратуры управления и опять же возможностями научно-технической базы по ее минимизации;

- общая длина ракеты и ее масса должны быть минимальными для уменьшения инерционно-массовых характеристик ракеты, влияющих на ее управляемость в полете, а также на быстроту реакции комплекса (для уменьшения мощности приводов).

Длина двигателя определяется разностью длин ракеты и маршевой ступени, т.е. является величиной фиксированной, и, следовательно, получение заданной скорости ракеты может быть обеспечено лишь за счет увеличения массы топлива, а это при фиксированной длине двигателя означает увеличение диаметра двигателя (что, в свою очередь, приводит к увеличению сил аэродинамического сопротивления и соответственно ставит задачу уменьшения этих сил), а также увеличение массы корпуса двигателя.

Таким образом, задачей проектирования таких ракет является выбор оптимального соотношения геометрических и массовых характеристик ступеней ракеты.

Одним из возможных путей уменьшения общей массы ракеты является выполнение корпуса двигателя из композиционного материала, а путем уменьшения сил сопротивления - выбор геометрической формы передней части двигателя.

Известен реактивный снаряд с отделяемым двигателем, выбранный в качестве прототипа настоящего предлагаемого изобретения, содержащий маршевую ступень меньшего калибра и двигатель из композиционного материала с пороховым зарядом и цилиндрическим корпусом с коническо-оживальной передней частью и с резьбовой втулкой в переднем полюсном отверстии, содержащей хвостовик, на котором крепится корпус, причем толщина стенки корпуса в его передней части выполнена постоянной и эквидистантной поверхности хвостовика, а пороховой заряд вложен в корпус, снабженный термозащитным покрытием по внутренней поверхности [патент RU № 2133444, МПК^6 F42B 15/10, опубл. 20.07.1999, бюл. № 20].

Выполнение двигателя с коническо-оживальной передней частью позволяет снизить аэродинамическое сопротивление, а выполнение корпуса двигателя из композиционного материала - уменьшить стартовый вес ракеты.

Однако данная конструкция обладает следующими существенными недостатками:

- коническо-оживальная форма передней части двигателя требует определения оптимального соотношения массовых характеристик ступеней ракеты и оптимальной длины коническо-оживальной части двигателя;

- выполнение толщины стенки двигателя в передней части постоянной (т.е. параллельной) наружной коническо-оживальной поверхности двигателя делает конструкцию корпуса неравнопрочной, а при больших скоростях полета, на которых наружная поверхность двигателя испытывает влияние кинетического нагрева от набегающего потока, а композиционный материал корпуса подвергается уносу и, следовательно, утонению - все это уменьшает прочность и, следовательно, надежность конструкции;

- при горении заряда возможно воздействие потока пороховых газов на внутреннюю поверхность корпуса, что обусловило наличие термозащитного покрытия, которое увеличивает пассивную массу двигателя.

Задачей предлагаемого изобретения является устранение указанных выше недостатков, а именно - установление оптимального соотношения массовых характеристик ступеней ракеты, а также геометрических параметров коническо-оживальной передней части двигателя, обеспечивающих снижение аэродинамического сопротивления и повышение надежности ракеты. Решение поставленной задачи достигается тем, что в двухступенчатой бикалиберной управляемой ракете, содержащей маршевую ступень меньшего калибра и отделяемый двигатель с пороховым зарядом и цилиндрическим корпусом с коническо-оживальной передней частью, коническо-оживальная часть выполнена длиной (1,6…6,5) калибра, причем толщина стенки коническо-оживальной передней части корпуса выполнена с увеличением в направлении от цилиндрической части корпуса к переднему торцу двигателя, а заряд закреплен к корпусу двигателя по всей боковой поверхности, при этом двигатель и маршевая ступень выполнены с соотношением масс 2,2…3,9 при отношении массы заряда к общей массе ракеты 0,38…0,62.

При проектировании стартового двигателя присутствует большое количество конструктивных параметров, оптимальное сочетание которых может быть установлено преимущественно опытным путем.

Практика проектирования, проведенные расчеты и опытная отработка показали, что выполнение коническо-оживальной части длиной (1,6…6,5) калибра позволяет установить оптимальное соотношение массы заряда и длины коническо-оживальной части в зависимости от заданной скорости. При значении, меньшем 1,6, увеличение аэродинамического сопротивления уже невозможно компенсировать увеличением массы заряда. При значении, большем 6,5, чрезмерно уменьшается объем топлива, и потеря тяги при этом не компенсируется уменьшением аэродинамического сопротивления.

Выполнение при этом соотношения масс двигателя и маршевой ступени равным 2,2…3,9 при отношении массы заряда к общей массе ракеты равным 0,38…0,62 позволяет оптимизировать массовые характеристики ступеней ракеты для получения заданной скорости.

Кроме того, выполнение стенки коническо-оживальной части двигателя с утолщением в направлении переднего торца двигателя делает конструкцию двигателя равнопрочной, с учетом также и того, что при больших скоростях полета и соответственно кинетическом нагреве корпуса происходит утонение стенки вследствие уноса композиционного материала набегающим потоком воздуха, интенсивность которого возрастает в направлении переднего торца двигателя. Конкретная величина утолщения выбирается при проектировании в зависимости от скорости и свойств материала корпуса.

Закрепление заряда к корпусу двигателя по всей боковой поверхности исключает

воздействие пороховых газов на внутреннюю поверхность корпуса двигателя и необходимость в термозащитном покрытии, что повышает надежность при уменьшении массы двигателя.

Изобретение поясняется чертежом, на котором показаны:

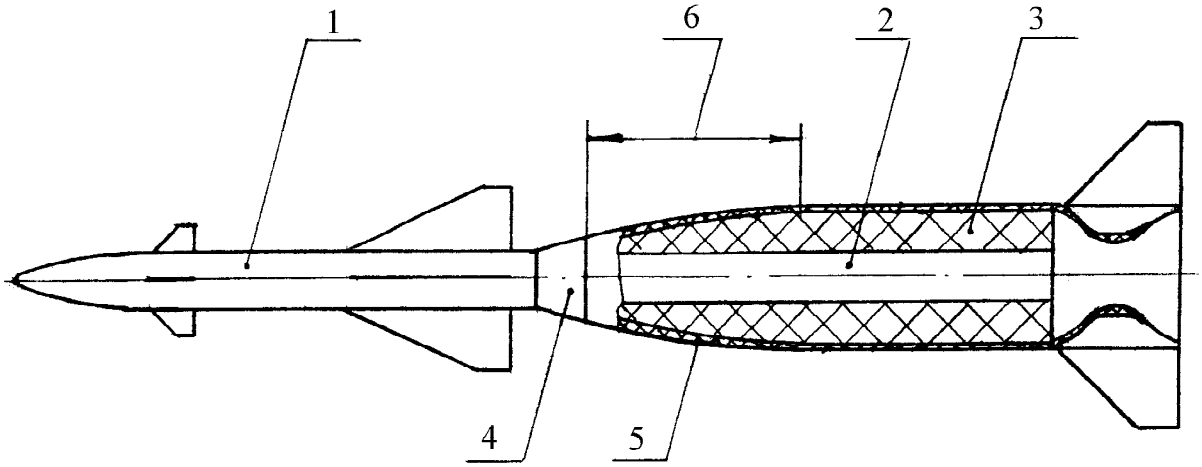
- на фиг.1 - общий вид ракеты;
- на фиг.2 - продольный разрез по коническо-оживальной части двигателя.

Предлагаемая двухступенчатая бикалиберная управляемая ракета состоит из маршевой ступени 1 (фиг.1) меньшего калибра, отделяемого двигателя 2 с пороховым зарядом 3 и механизма разделения 4. Корпус 5 двигателя 2 выполнен из композиционного материала, при этом его передняя часть 6 выполнена коническо-оживальной формы со стенкой переменной толщины 7 и 8, увеличивающейся по направлению к передней части двигателя. Пороховой заряд 3 закреплен к стенке корпуса по всей боковой поверхности 9.

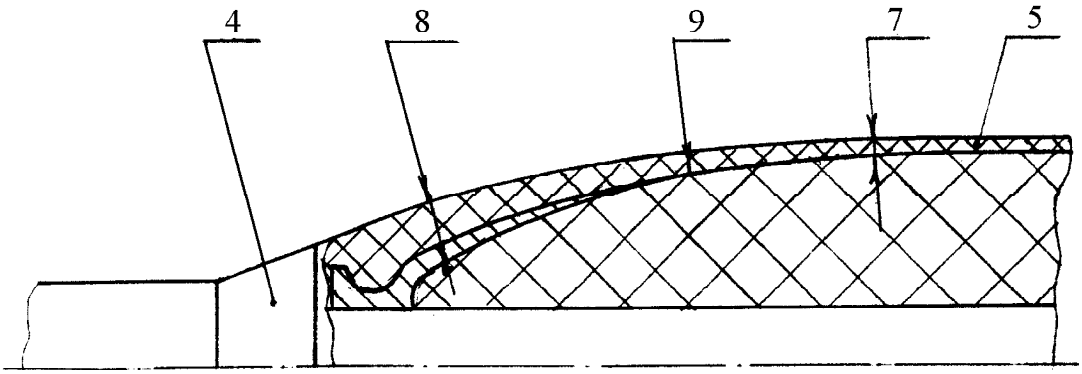
Предлагаемое изобретение позволяет установить оптимальное соотношение массовых характеристик ступеней ракеты, а также геометрических параметров коническо-оживальной передней части двигателя, обеспечивающих снижение аэродинамического сопротивления и повышение надежности ракеты.

Формула изобретения

Двухступенчатая бикалиберная управляемая ракета, содержащая маршевую ступень меньшего калибра и отделяемый двигатель из композиционного материала с пороховым зарядом и цилиндрическим корпусом с коническо-оживальной передней частью, отличающаяся тем, что коническо-оживальная передняя часть корпуса двигателя выполнена длиной (1,6…6,5) калибра с увеличением толщины ее стенки в направлении от цилиндрической части корпуса к переднему торцу двигателя, а заряд закреплен к корпусу двигателя по всей боковой поверхности, при этом двигатель и маршевая ступень выполнены с соотношением масс 2,2…3,9 при отношении массы заряда к общей массе ракеты 0,38…0,62.



Фиг. 1



Фиг. 2